

Prédiction du tremblement transsonique autour d'une aile avec aileron par modélisation de la turbulence hybride et statistique

G. BARBUT, M. BRAZA, A. SEVRAIN, Y. HOARAU¹, J. VOS²

Institut de Mécanique des Fluides de Toulouse, UMR 5502, allée Camille Soula, 31400, Toulouse, France

¹Institut de Mécanique des Fluides et des Solides de Strasbourg, France

²CFS Engineering, Lausanne, Suisse

barbut@imft.fr

Résumé

Dans la présente étude, l'écoulement turbulent autour d'une aile NACA0012 avec aileron à Mach 0.75 et nombre de Reynolds de l'ordre de 3×10^6 est prédit numériquement par la modélisation URANS et DDES. Les résultats sont comparés avec les mesures expérimentales réalisées à Varsovie par l'« Institut of Aviation », (IoA) dans la cadre du programme européen UFAST (Unsteady Effects in Shock wave induced separation). Les simulations 3D sont menées en respectant la géométrie exacte de la soufflerie avec ses murs. Les fréquences et amplitudes du phénomène de tremblement liées à l'interaction choc/couche limite sont captées par la simulation numérique. L'influence du mouvement imposé de l'aileron sur le tremblement est discutée.

Introduction

L'aile 3D étudiée présente un profil NACA0012. Elle est placée dans une soufflerie tri-sonique dont la géométrie réelle a été prise en compte pour les simulations. Elle est équipée d'un aileron pouvant être mis en oscillation forcée afin d'agir sur l'écoulement dans l'optique d'un contrôle. Cette étude est une contribution dans l'état de l'art pour l'analyse physique et modélisation efficace de l'interaction choc-couche limite instationnaire (SWBLI, « Shock Wave Boundary Layer Interaction »), qui fait l'objet du programme européen UFAST. L'instabilité du tremblement est caractérisée par un mouvement oscillatoire de basse fréquence des ondes de choc en amont du décollement.

Géométrie et maillage

Les mesures expérimentales en soufflerie N-3 de l'IoA à Varsovie (figure). Le profil à une corde de 180mm et l'aileron représente 20% de celle-ci. L'envergure du modèle fait 596 mm ce qui correspond à la taille complète de la soufflerie dans cette direction.

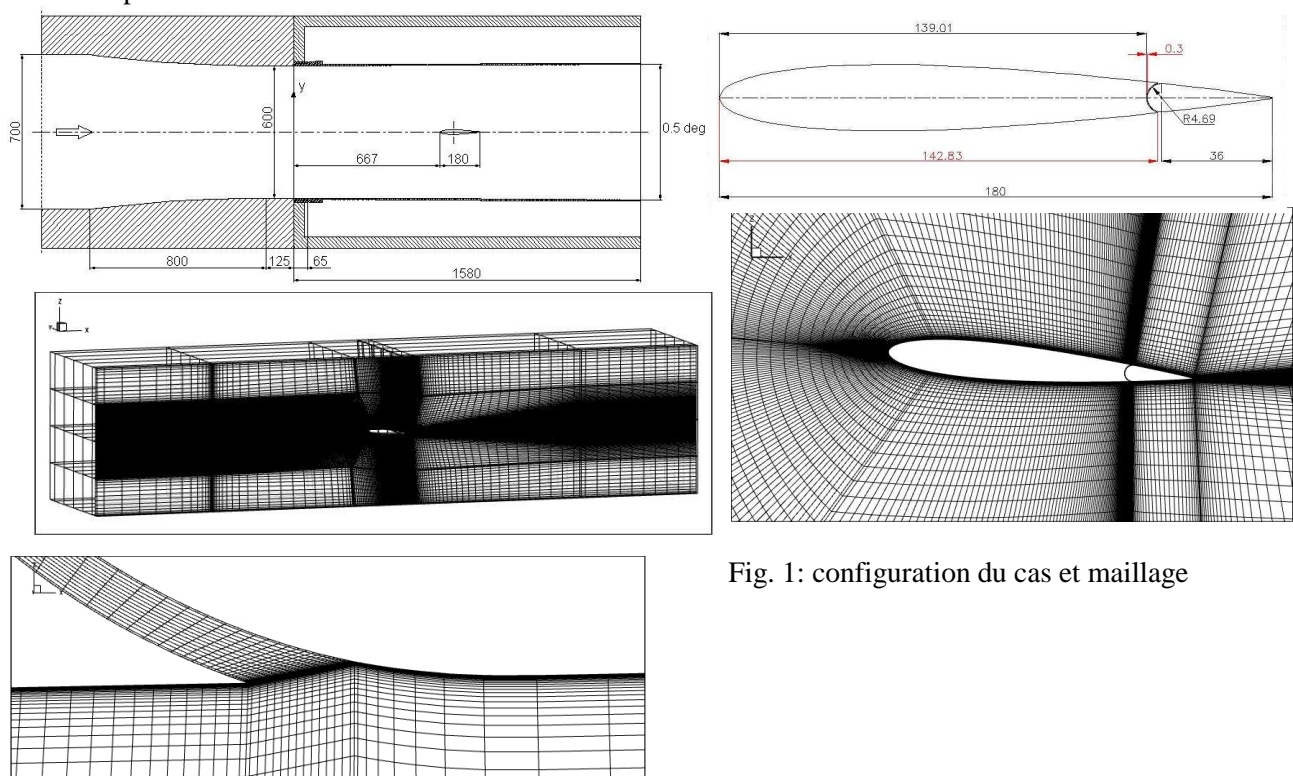


Fig. 1: configuration du cas et maillage

Le maillage multi-bloc structuré utilisé est composé de 4 millions de cellules.

Modèles de turbulence et Simulation

Le code de calcul utilisé au cours de cette étude est le solveur volumes finis structurés Navier-Stokes Multi Block (Vos *et al.* 1998) utilisé par nombre d'instituts européens du consortium NSMB. L'IMFT participe au développement des approches de modélisation de la turbulence au sein du code NSMB. L'approche multi-bloc permet de faciliter la génération de maillage autour de configurations réelles. Par ailleurs, elle permet d'effectuer des calculs parallèles efficaces.

La formulation numérique que nous avons utilisée au cours de cette étude est un schéma upwind de Roe [12] d'ordre 3. La discrétisation spatiale est basée sur la méthode MUSCL, (Monotone Upwind Scheme for Conservation Laws), proposée par Van Leer [11]. Il s'agit d'utiliser un schéma aux différences finies non linéaire sur trois points qui autorisera un ordre 2 tout en respectant la propriété de variation totale décroissante (TVD). Dans notre cas, nous nous servirons d'un limiteur Van Leer.

L'intégration temporelle est effectuée par une méthode implicite de Runge-Kutta d'ordre 3.

La modélisation de la turbulence est effectuée par l'approche statistique URANS, avec les modèles de Spalart-Allmaras [1] et le modèle $k-\varepsilon$ bas-Reynolds de Chien [10]. Par ailleurs, l'approche hybrid DDES, Delayed Detached Eddy Simulation [8,9] est également utilisée pour assurer une prédiction précise de l'instabilité globale et de la seconde instabilité en 3D.

Résultats

1) Configuration statique – aileron fixe.

La fréquence adimensionnelle (Strouhal) du tremblement est de l'ordre de 0.07 pour les simulations 3D alors qu'elle est de l'ordre de 0.09 dans l'approximation 2D. Ici, nous présenterons les résultats de l'étude tridimensionnelle à nombre de Mach 0.75, nombre de Reynolds 2.6×10^6 et incidence du profil $\alpha = 5^\circ$

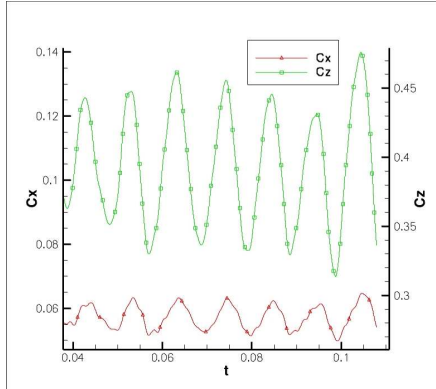


Fig. 2: Coefficients de traînée et portance sur l'aile modèle URANS –Spalart

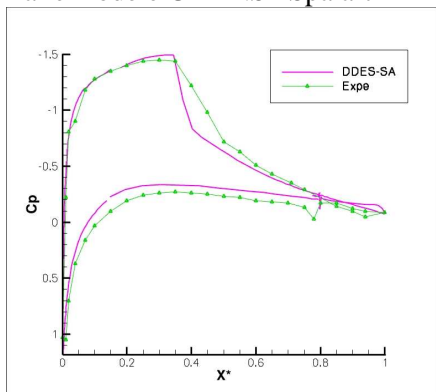


Fig. 3: Coefficient de Pression autour du profil

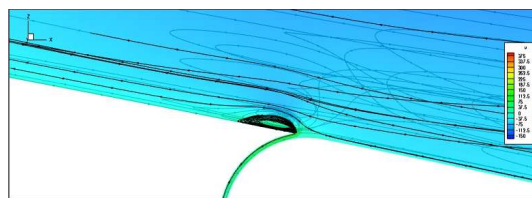


Fig. 4: lignes de courant dans la région du gap

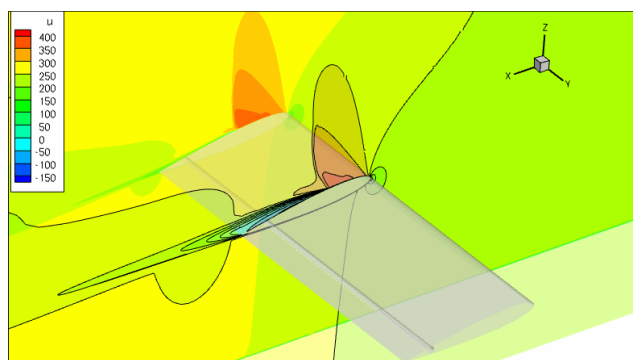


Fig. 5: contour des vitesses longitudinales à 50% et 25% de l'envergure

Les résultats sont comparés avec les expériences de IoA. Un traitement détaillé des signaux de pression est notamment effectué par des méthodes basées sur des modèles autorégressifs (algorithmes de Burg, cf. Marple [13]) et sur une analyse en ondelettes de Morlet (cf. [14]) pour faire ressortir le phénomène de tremblement et quantifier les processus turbulent organisés et chaotiques des signaux expérimentaux.

Grâce à ces techniques, une organisation bi-modale ressort, avec un écoulement complexe gouverné par une fréquence fondamentale de l'ordre de 100Hz et une fréquence plus faible proche du premier sous harmonique.

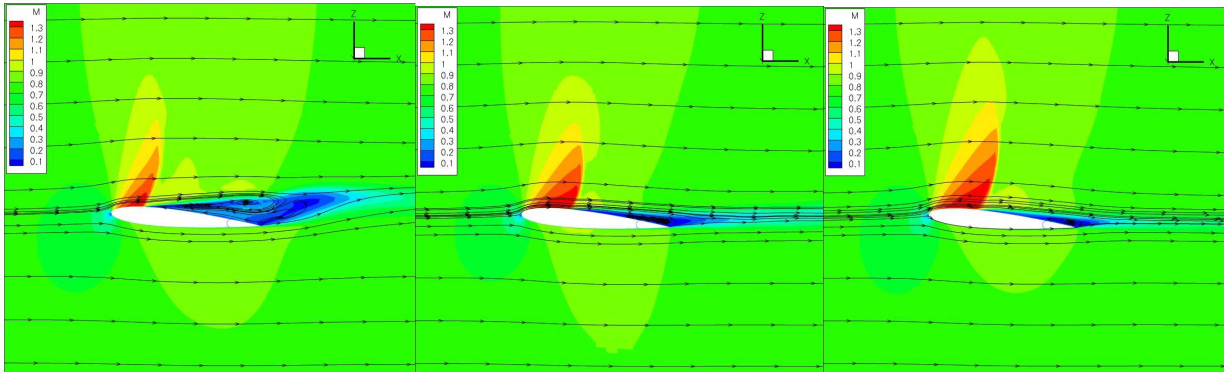


Fig. 6: Spalart-Allmaras : Iso contours du nombre de Mach et lignes de courant à trois instants du cycle de tremblement.

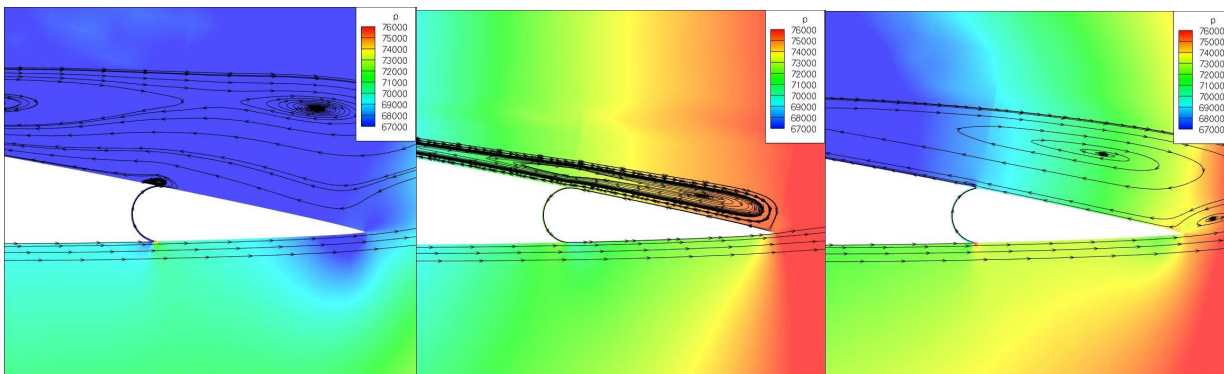


Fig. 7: Spalart-Allmaras : Distribution de pression autour de l'aileron.

Les figures 6 et 7 illustrent le mouvement du choc sur l'extrados du profil et le décollement avec une zone de recirculation dont la forme évolue en fonction du temps.

L'écoulement dans l'espace situé entre l'aile principale et l'aileron change de sens au cours du temps.

L'approche DDES impose le maintien du mode 'URANS' de la DES dans une région plus large autour del aproi que l'approche DES standard, qui active le mode LES trop tot dans la couche limite, avec comme conséquence, des instabilités non physiques à *grand nombre de Reynolds*. Les calculs sur le même maillage par la méthode Delayed Detached Eddy Simulation [8],[9], fourniront des résultats sur des temps longs, afin de produire des statistiques stationnaires.

La figure 8 illustre le comportement du calcul DDES. Le transitoire pour atteindre l'écoulement établi est assez long.

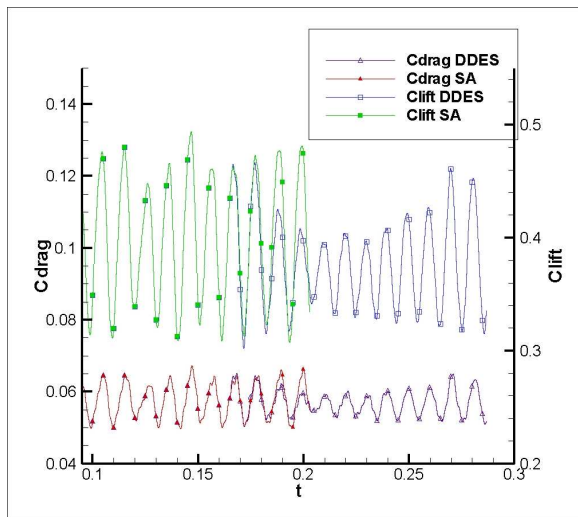


Fig. 8: Coefficients de traînée et portance.

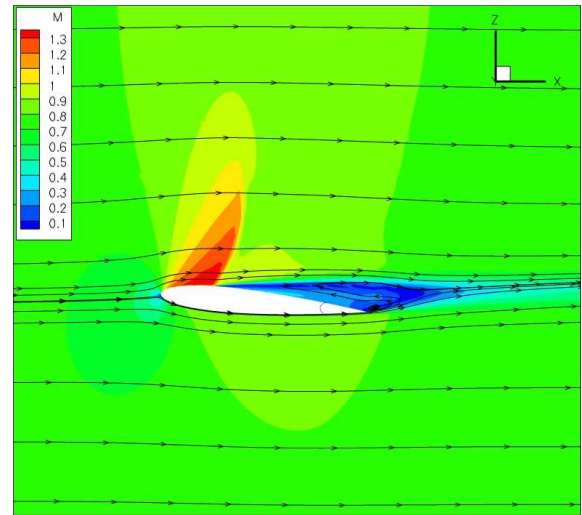


Fig. 9: DDES : iso contours du nombre de Mach et lignes de courant

2) Oscillation de l'aileron.

Dans le but d'agir sur l'écoulement pour éventuellement faire du contrôle afin de réduire le phénomène de tremblement, l'aileron est mis en mouvement sinusoïdal de fréquence 100Hz avec une amplitude de ± 2 degrés. Le démarrage du mouvement de l'aileron a été réalisé en commençant à deux instants différents correspondant à des instants en opposition de phase en ce qui concerne le déplacement du choc dans la configuration statique.

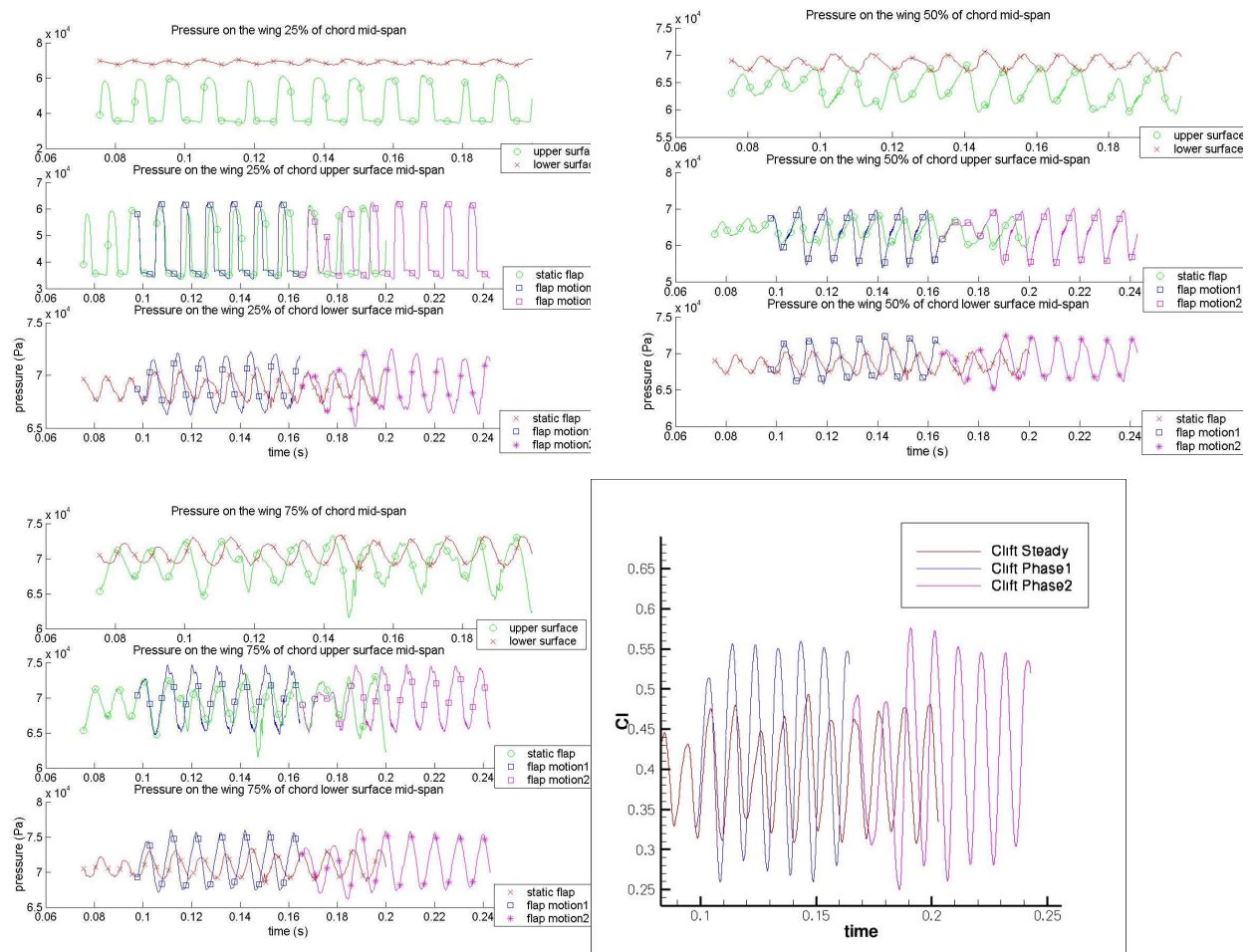


Fig. 10: Avec et sans forçage : Pressions extrados et intrados sur l'aile à 25%, 50% et 75% de la corde et Coefficient de portance.

L'analyse des signaux de pression montre que l'écoulement est entièrement mené par le mouvement de l'aileron qui agit comme un forçage. Ainsi, après une phase d'adaptation, le sillage est indépendant de la phase de démarrage du mouvement.

Conclusions

Interaction transsonique sur le profil est bien reproduit.

Le phénomène est complexe au regard des signaux expérimentaux présentant un caractère chaotique et nécessitant une analyse au moyen de techniques de traitement avancées.

Les approches de modélisation URANS et DDES sont capables de capturer la fréquence du tremblement avec un bon accord avec l'expérience en utilisant des maillages relativement raisonnables.

L'action sur l'aileron modifie les amplitudes du phénomène et augmente un peu la portance moyenne mais n'atténue pas le phénomène de tremblement. Un contrôle en boucle fermée serait nécessaire.

Les calculs ont été effectués sur les ordinateurs du CINES, de l'IDRIS, CALMIP et du réseau d'ordinateurs parallèles GRID5000. Ces résultats font partie du programme européen UFAST.

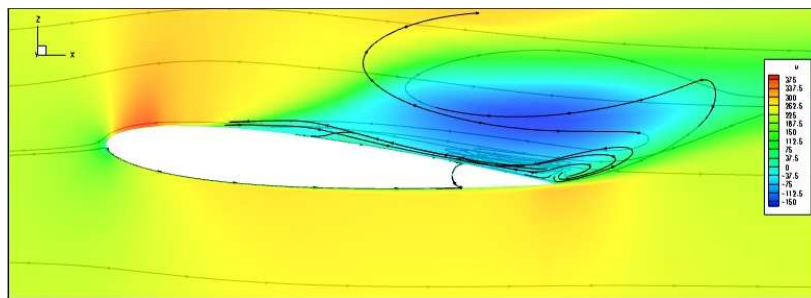


Fig11. Composante longitudinale de la vitesse et lignes de courant illustrant l'effet 3D dans la direction de l'envergure.

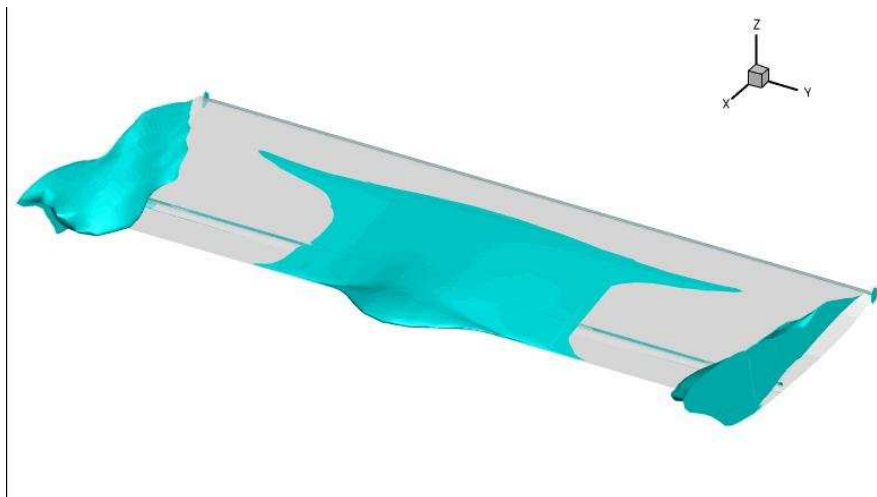


Fig. 12: Instantané. Iso surfaces des vitesses négatives

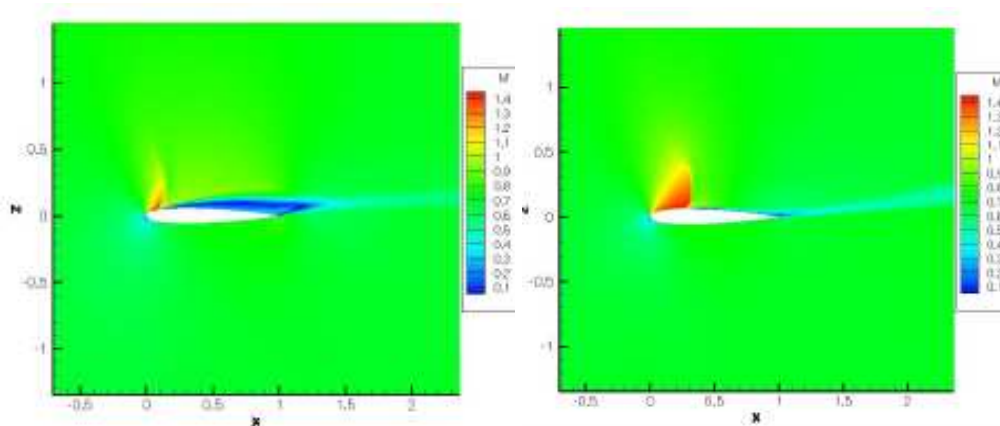


Fig. 13: Oscillation du choc et de la région supersonique. Cas du profil sans aileron Mach=0.7, $Re=2.63 \times 10^6$, incidence 6.8°

References

- [1] Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows" AIAA Paper 92-0439.
- [2] R. Bourguet, M. Braza, G. Harran, R. El Akoury "Anisotropic Organised Eddy Simulation for the prediction of non-equilibrium turbulent flows around bodies", *J. Fluids and Structures*, **24** (8), 2008.
- [3] Seegmiller, H. L., Marvin, J. G., And Levy, L L., JR., "Steady and unsteady transonic flow", AIAA J., VOL. 16, NO. 12, Dec. 1978, pp. 1260-1270.
- [4] Chien, K.-Y., 1982. Predictions of channel and boundarylayer flows with a low-Reynolds-number turbulence model. AIAA J. 20, pp. 33–38.
- [5] Vos J., Chaput E., Arlinger B., Rizzi A., and Corjon A., 1998 Recent advances in aerodynamics inside the NSMB (Navier-Stokes Multi-Block) consortium. In *36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 1998-0802, Reno, USA.
- [6] Roe P.L., 1981 Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes, *J. Comp. Phys.*, vol. 43, pp. 357-372.
- [7] Van Leer, B., 1979 Toward the ultimate conservation difference scheme V: A second-order sequel to Godunov's method, *J. Comp. Phys.*, Vol 32, pp 101-136.
- [8] P. Spalart, W.-H. Jou, M. Strelets, and S. R. Allmaras. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. In *First AFOSR. International Conference on DNS/LES*, Aug. 4-8, Ruston, Louisiana, 1997.
- [9] P.R. Spalart, S. Deck, M.L. Shur, K.D. Squires, M.Kh. Strelets, and A. Travin. A new version of detached eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Journal of theoretical and computational fluid dynamics*, 20 :181–195, 2006.
- [10] K.Y. Chien "Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low Reynolds number turbulence model", AIAA J. Vol. 20, N°1, 1982pp.33-38.
- [11] van Leer, B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme, V. A Second Order Sequel to Godunov's Method, *J. Computational Phys.*, 32, 101–136.
- [12] Roe PL. Approximate Riemann solvers, parameters vectors and difference schemes. *J Comput Phys* 1981;40:263–93.
- [13] S. Marple, Digital spectral analysis (Englewood Cliffs: Prentice Hall, 1987).
- [14] P. Goupillaud, A. Grossman, and J. Morlet. *Cycle-Octave and Related Transforms in Seismic Signal Analysis*. *Geop Exploration*, 23:85-102, 1984.